

# Experimentelle Bestimmung der gebundenen Wirbellinien sowie des Strömungsverlaufs in der Umgebung der Hinterkante eines schlanken Deltaflügels

Hummel, Dietrich  
Redeker, Günter

Veröffentlicht in:  
Abhandlungen der Braunschweigischen  
Wissenschaftlichen Gesellschaft Band 22, 1970,  
S. 273-290



Friedr. Vieweg & Sohn, Braunschweig

# Experimentelle Bestimmung der gebundenen Wirbellinien sowie des Strömungsverlaufs in der Umgebung der Hinterkante eines schlanken Deltaflügels\*)

Von Dietrich Hummel und Günter Redeker

Vorgelegt von Hermann Schlichting

(Eingegangen am 11.3.1971)

**Übersicht:** Es wird über Grenzschichtmessungen an einem scharfkantigen schlanken Deltaflügel (Seitenverhältnis  $A = 1,0$ , Anstellwinkel  $\alpha = 20,5^\circ$ ) mit turbulenten Grenzschichten berichtet. Aus den Geschwindigkeiten am Rand der Grenzschicht auf Ober- und Unterseite ergibt sich der Verlauf der gebundenen Wirbellinien in der tragenden Fläche. Ein Vergleich mit früheren Untersuchungen bei laminaren Grenzschichten zeigt den Einfluß des Grenzschichtcharakters auf die Wirbelbildung.

Untersuchungen über den Verlauf der Strömung stromabwärts von der Hinterkante lassen erkennen, daß sich die von der Hinterkante ausgehende Wirbelschicht zu einem Wirbel aufrollt, dessen Drehsinn dem des Vorderkantenwirbels entgegengesetzt ist. Die Achse dieses Hinterkantenwirbels verläuft spiralförmig um die Achse des Vorderkantenwirbels.

*Summary:* Boundary layer measurements have been carried out on a sharp-edged delta wing (Aspect ratio  $A = 1,0$ , angle of incidence  $\alpha = 20,5^\circ$ ) with turbulent boundary layers. From the velocities at the outer edge of the boundary layer on the upper and the lower side of the wing the bound vortex lines in the lifting surface were determined. A comparison with former investigations concerning laminar boundary layers shows the influence of the status of the boundary layer on the vortex formation.

*Investigations of the flow downstream of the wing trailing-edge indicate, that the trailing vortex sheet rolls up into a vortex, the rotation of which is opposite to that of the leading-edge vortex. The axis of this so called trailing-edge vortex forms a spiral within the leading-edge vortex.*

## 1. Einleitung

An scharfkantigen schlanken Flügeln löst sich die Strömung schon bei kleinen Anstellwinkeln an den Vorderkanten ab, und es bilden sich über dem Flügel zwei konzentrierte Wirbel aus. Diese beeinflussen die Strömung am Flügel, insbesondere die Druckverteilung auf der Oberseite, sehr stark. Hieraus ergibt sich ein nichtlinearer Zusammenhang zwischen dem Auftriebsbeiwert des Flügels und dem Anstellwinkel, wie er für schlanke Flügel typisch ist. Abb. 1 zeigt eine schematische Darstellung dieser Verhältnisse.

Für die Berechnung des nichtlinearen Anteils des Auftriebs von solchen Flügeln sind eine Reihe von Verfahren entwickelt worden, vgl. [1], die von unterschiedlichen Voraussetzungen ausgehen. In den Arbeiten von C. E.

---

\*) Aus dem Institut für Aerodynamik der Deutschen Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt (DFVLR), Braunschweig (Leiter: Prof. Dr. phil. Dr.-Ing. E. h. H. Schlichting).

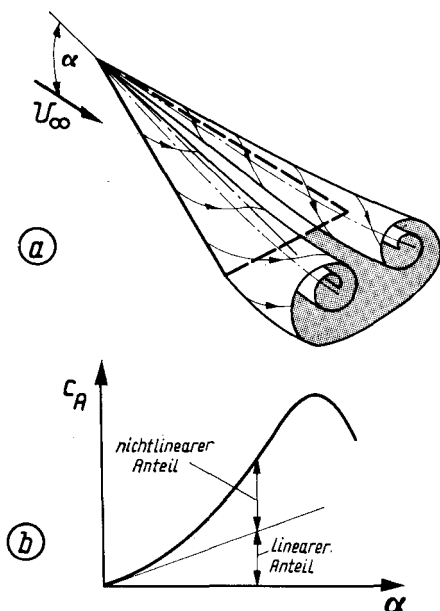


Abb. 1.

Umströmung und Auftriebsverhalten eines schlanken Flügels (schematisch)

a) Wirbelbildung

b) Auftriebscharakteristik  $c_A(\alpha)$

*Brown, W. H. Michael* [2], *K. W. Mangler, J. H. B. Smith* [3] und *J. H. B. Smith* [4] wird versucht, die Wirbelströmung über dem Flügel möglichst gut theoretisch zu erfassen. Dies gelingt jedoch nur bei Beschränkung auf kegelige Strömungen, so daß die Kuttasche Abflußbedingung an der Hinterkante des Flügels verletzt ist. Die Verfahren von *D. Küchemann* [5] und *K. Gersten* [6] arbeiten mit starken Vereinfachungen der tatsächlich am Flügel vorhandenen Strömung; sie erfüllen jedoch die Kuttasche Abflußbedingung. Vor kurzem wurde von *R. K. Nangia, G. J. Hancock* [7] der Versuch unternommen, die beiden unterschiedlichen Richtungen in der nichtlinearen Tragflügeltheorie miteinander zu verbinden. Dabei wurde in das Verfahren von *Brown, Michael* [2] die Erfüllung der Kuttaschen Abflußbedingung eingearbeitet.

Weitere Verbesserungen der nichtlinearen Theorie sind voraussichtlich nur auf Grund einer genauen Kenntnis der tatsächlichen Strömungsverhältnisse möglich. Hierzu gehört insbesondere der Verlauf der gebundenen Wirbellinien auf dem Flügel und der freien Wirbel über und hinter dem Flügel. Die Umströmung scharfkantiger schlanken Flügel ist auf Grund vieler experimenteller Untersuchungen, man vgl. hierzu [8] bis [10], sehr gut bekannt. Über das in der Strömung auftretende Wirbelsystem liegen qualitative Untersuchungen von *B. J. Elle, J. P. Jones* [11] vor.

Im Institut für Aerodynamik der DFVLR in Braunschweig wird seit einiger Zeit daran gearbeitet, das System der gebundenen und freien Wirbellinien an einem Deltaflügel von sehr kleinem Seitenverhältnis quantitativ experimentell zu bestimmen. Hierbei wurde zunächst der Verlauf der gebundenen Wirbellinien in der tragenden Fläche aus der Geschwindigkeitsdifferenz zwischen Unter- und Oberseite des Flügels ermittelt. Über die Ergebnisse dieser

Messungen wurde von *D. Hummel* [12] berichtet. Diese Untersuchungen waren bei einer Reynoldszahl  $Re = U_\infty l_i/\nu = 9 \cdot 10^5$  durchgeführt worden, so daß auf dem Flügel laminare Grenzschichten vorhanden waren. Da sich in diesem Fall beträchtliche Differenzen zwischen der gemessenen und der nach *J. H. B. Smith* [4] berechneten Druckverteilung auf der Oberseite des Flügels ergaben, wurden im ersten Teil der vorliegenden Arbeit entsprechende Untersuchungen bei künstlich *turbulenter* Grenzschicht auf der Flügeloberseite durchgeführt, um den Einfluß des Grenzschichtcharakters auf den Verlauf der gebundenen Wirbellinien festzustellen. Die bisherigen Untersuchungen [12] ergaben einen Verlauf der gebundenen Wirbellinien in der Nähe der Hinterkante des Flügels, der darauf schließen läßt, daß die von der Hinterkante des Flügels abgehenden freien Wirbellinien eine dem Hauptwirbel entgegengesetzte Drehrichtung besitzen müssen. Diese Verhältnisse in der Umgebung der Hinterkante wurden im zweiten Teil der vorliegenden Arbeit im Wasserkanal qualitativ untersucht, um daraus erste Angaben über den Verlauf der freien Wirbel stromabwärts von der Hinterkante des Flügels zu erhalten.

Die eigentliche quantitative Bestimmung der freien Wirbellinien über und hinter dem Flügel steht noch aus. In der vorliegenden Arbeit wird ein zweiter Bericht über den Stand dieser Untersuchungen gegeben.

## 2. Bezeichnungen

### 2.1. Geometrische Größen

$x, y, z$	Flügel festes Koordinatensystem mit Ursprung in der Flügelspitze nach Abb. 2
$i, j$	Einheitsvektoren in $x$ - und $y$ -Richtung
$b$	Spannweite des Flügels
$F$	Flügel fläche
$l(y)$	örtliche Flügeltiefe
$s(x)$	örtliche Halbspannweite
$\Lambda$	Seitenverhältnis des Flügels ( $= l^2/F$ )
$\eta$	auf die örtliche Halbspannweite bezogene dimensionslose Koordinate [ $\eta = y/s(x)$ ]
$D$	Durchmesser der Turbulenzfäden

### 2.2. Aerodynamische Größen

$U_\infty$	Anströmgeschwindigkeit
$\mathbf{w}$	Geschwindigkeitsvektor am Außenrand der Grenzschicht. (Komponenten: $u, v, w = 0$ )
$\mathbf{k}$	Vektor der Wirbeldichte nach Gl. (3). (Komponenten: $k_x, k_y, k_z = 0$ )
$p$	statischer Druck
$p_\infty$	statischer Druck in der Anströmung
$q_\infty$	Staudruck der Anströmung [ $= (q/2) U_\infty^2$ ]
$c_p$	Beiwert des statischen Drucks [ $= (p - p_\infty)/q_\infty$ ]
$\alpha$	Anstellwinkel
$c_A$	Auftriebsbeiwert ( $= A/q_\infty F$ )
$\rho$	Luft dichte
$\nu$	kinematische Zähigkeit der Luft
$Re$	Reynoldszahl ( $= U_\infty l_i/\nu$ )

### 2.3. Indizes

$i$	innen (Flügelmittelschnitt)
$o$	Oberseite des Flügels
$u$	Unterseite des Flügels

### 3. Übersicht über die Messungen

#### 3.1. Windkanaluntersuchungen

Die Messungen wurden im 1,3 m-Windkanal des Instituts für Strömungsmechanik der TU Braunschweig an einem scharfkantigen Deltaflügel mit dem Seitenverhältnis  $\Lambda = 1,0$  durchgeführt. In Abb. 2 ist das verwendete Flügel-

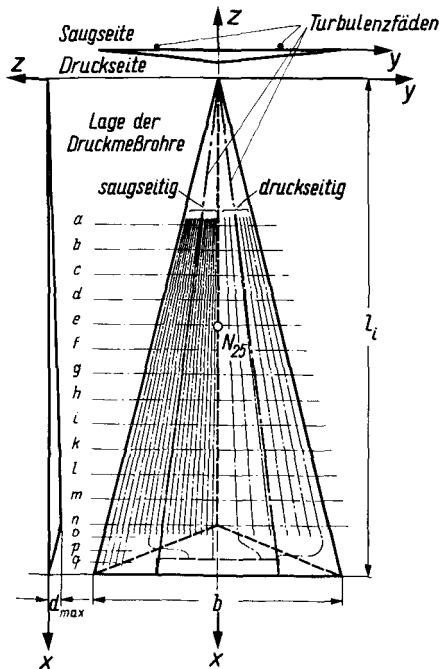


Abb. 2.

Deltaflügel  $\Lambda = 1$  für Windkanaluntersuchungen.  $l_i = 750$  mm,  $b = 375$  mm,  $d_{\max} = 16$  mm (bei  $x/l_i = 0,9$ ), a bis q; Meßschnitte bei Druckverteilungsmessungen,  $N_{25}$ : Geometrischer Neutralpunkt.

modell dargestellt. Der Flügel ist auf der einen Seite eben und besitzt einen sehr flachen dreieckigen Querschnitt senkrecht zu dieser Ebene. Seine größte relative Dicke liegt bei  $x/l_i = 0,9$  und beträgt 2,1 % von  $l_i$ . Zur Messung des statischen Drucks sind in die Oberfläche des Flügels auf beiden Seiten Druckmeßröhrchen eingelassen, die an sehr vielen Stellen (vgl. Abb. 2) mit Druckmeßbohrungen versehen sind.

Über Sechskomponenten- und Druckverteilungsmessungen an diesem Flügel sowie über den Verlauf der Strömung auf der Saugseite dieses Flügels wurde bereits früher berichtet [10, 13]. Die experimentelle Bestimmung des Verlaufs der gebundenen Wirbellinien an jenen Flügel beim Anstellwinkel  $\alpha = 20,5^\circ$  wurde in [12] mitgeteilt. Bei jenen Untersuchungen war die Reynoldszahl  $Re = U_\infty l_i / \nu = 9 \cdot 10^5$ , und die Grenzschichten waren auf beiden Seiten laminar. Die Auftriebscharakteristik  $c_A(\alpha)$  für diesen Flügel ist in [15], Abb. 6, angegeben. Zu dem hier untersuchten Anstellwinkel  $\alpha = 20,5^\circ$  gehört demnach ein Auftriebsbeiwert von  $c_A = 0,72$ , während der Maximalauftriebsbeiwert dieses Flügels  $c_{A\max} = 1,05$  beträgt.

Bei den vorliegenden Messungen wurde der Flügel ebenfalls beim Anstellwinkel  $\alpha = 20,5^\circ$  und bei der Reynoldszahl  $Re = 9 \cdot 10^5$  untersucht. Dabei wurde jedoch mit Hilfe von Turbulenzfäden (Durchmesser  $D = 1$  mm, Position  $y/s(x) = \pm 0,5$ ) auf der Saugseite des Flügels künstlich eine turbulente Grenzschicht erzeugt. Die Ergebnisse der zugehörigen Voruntersuchungen werden im Abschnitt 4.1 mitgeteilt. Im einzelnen wurden die Druckverteilung auf dem Flügel, die Geschwindigkeitsverteilung in der Grenzschicht sowie der Verlauf der Wandstromlinien auf der Saugseite und auf der Druckseite des Flügels bestimmt. Hierzu wurden der statische Druck an der Flügeloberfläche sowie der Gesamtdruck und die Strömungsrichtung bei verschiedenen Wandabständen gemessen und daraus die Geschwindigkeitsverteilung in der Grenzschicht ermittelt. Als Saug- bzw. Druckseite des Flügels wurde jeweils die ebene Seite des Flügels verwendet und der geringe Wölbungseinfluß auf die Strömung vernachlässigt. Der Verlauf der Wandstromlinien wurde mit Hilfe eines Anstrichverfahrens sichtbar gemacht. Dazu wurde der Flügel mit einer Aufschlämmung von Aluminiumoxydpulver in Petroleum und Benzin (Mischungsverhältnis 1 g Aluminiumoxyd mit 3 cm<sup>3</sup> Petroleum und 1 cm<sup>3</sup> Benzin) bestrichen und kurzzeitig der Strömung ausgesetzt.

Aus der Vektordifferenz der am Rand der Grenzschicht auf Saug- und Druckseite gemessenen Geschwindigkeiten wurden dann die örtlichen Wirbeldichtevektoren in der tragenden Fläche bestimmt. Die Geschwindigkeitsvektoren auf Saug- und Druckseite des Flügels sind

$$\begin{aligned} \mathbf{w}_o &= u_o \mathbf{i} + v_o \mathbf{j} \\ \mathbf{w}_u &= u_u \mathbf{i} + v_u \mathbf{j} . \end{aligned} \quad (1)$$

Für den Vektor der Geschwindigkeitsdifferenz gilt somit

$$\begin{aligned} \Delta \mathbf{w} &= (u_o - u_u) \mathbf{i} + (v_o - v_u) \mathbf{j} \\ \Delta \mathbf{w} &= \Delta u \mathbf{i} + \Delta v \mathbf{j} . \end{aligned} \quad (2)$$

Der Vektor der Wirbeldichte steht senkrecht auf dem Vektor der Geschwindigkeitsdifferenz, d. h. es gilt

$$\begin{aligned} \mathbf{f} &= k_x \mathbf{i} + k_y \mathbf{j} \\ \mathbf{f} &= -\Delta v \mathbf{i} + \Delta u \mathbf{j} . \end{aligned} \quad (3)$$

Aus dem Richtungsfeld der gemessenen Wirbeldichtevektoren lassen sich durch Integration die gebundenen Wirbellinien in der tragenden Fläche ermitteln. Die Auswertung der Messungen erfolgte wie in [12] beschrieben derart, daß der Sekundärwirbel auf der Saugseite des Flügels als eine Erscheinung der Grenzschichtströmung angesehen wurde und mit zur Grenzschicht gezählt wurde.

### 3.2. Wasserkanaluntersuchungen

Die Messungen wurden im Wasserkanal des Instituts für Strömungsmechanik der TU Braunschweig (Meßquerschnitt  $250 \times 330$  mm) durchgeführt. Das verwendete Flügelmodell ist in Abb. 3 dargestellt. Es besitzt den gleichen Grundriß wie das Windkanalmodell, jedoch eine andere Dickenverteilung mit der größten relativen Dicke von 2,5 % von  $l_i$  bei  $x/l_i = 0,5$ . Die Farbzuführung erfolgt im Modell über Nuten, die in die saugseitige Oberfläche eingelassen

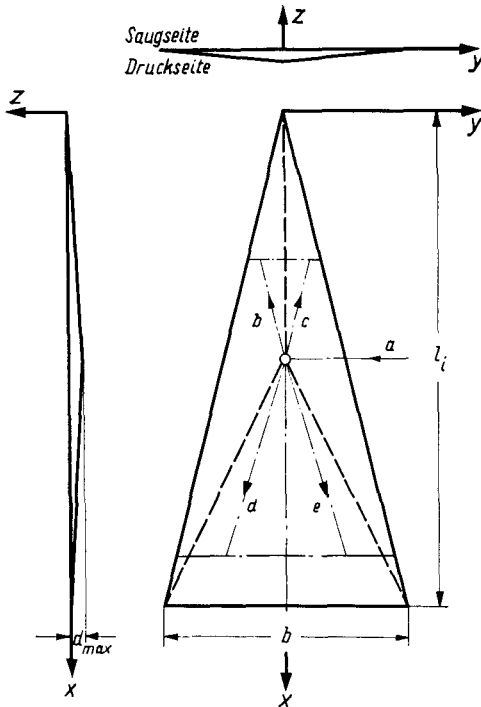


Abb. 3.

Deltaflügel  $\Delta = 1$  für Wasserkanaluntersuchungen.  $l_i = 200$  mm,  $b = 100$  mm,  $d_{max} = 5$  mm (bei  $x/l_i = 0,5$ ),  $a$  bis  $e$ : Farbzuführung im Modell.

sind. Die Saugseite des Flügels wird dabei mit einer Folie beklebt, die an geeigneten Stellen für den Farbaustritt in die Strömung durchstochen wird.

Bei den vorliegenden Untersuchungen wurden die Grenzschichten auf Ober- und Unterseite des Flügels eingefärbt und die Wirbelbildung stromabwärts von der Hinterkante des Flügels fotografiert. Die Anströmgeschwindigkeit betrug dabei  $U_\infty = 5$  cm/sec. Dies entspricht einer Reynoldszahl von  $Re = U_\infty l_i / \nu = 10^4$ .

#### 4. Experimentelle Bestimmung der gebundenen Wirbellinien

Vergleich der Ergebnisse bei laminarer und bei turbulenter Grenzschicht

##### 4.1. Voruntersuchungen zur Erzeugung turbulenter Grenzschichten

Der Verlauf der Wandstromlinien am Deltaflügel  $\Delta = 1,0$  beim Anstellwinkel  $\alpha = 20,5^\circ$  und bei der Reynoldszahl  $Re = 9 \cdot 10^5$  geht aus Abb. 4 hervor. Auf der Unterseite (Abb. 4a) und auf der Oberseite (Abb. 4b) sind die Grenzschichten nach den früheren Untersuchungen [10] laminar. Kennzeichnend hierfür ist die Lage der Sekundärablöselinie bei  $\eta = \pm 0,67$ . Bei laminarer Ablösung bildet sich ein starker Sekundärwirbel aus, und die Ablöselinie verläuft in beträchtlichem Abstand von der Vorderkante. Bei turbulenter Grenzschicht ist dagegen nur ein schwacher Sekundärwirbel vorhanden, und die Ablöselinie liegt näher an der Vorderkante des Flügels. Diese Eigenschaft der saugseitigen Strömung mit turbulenter Grenzschicht wurde bei den

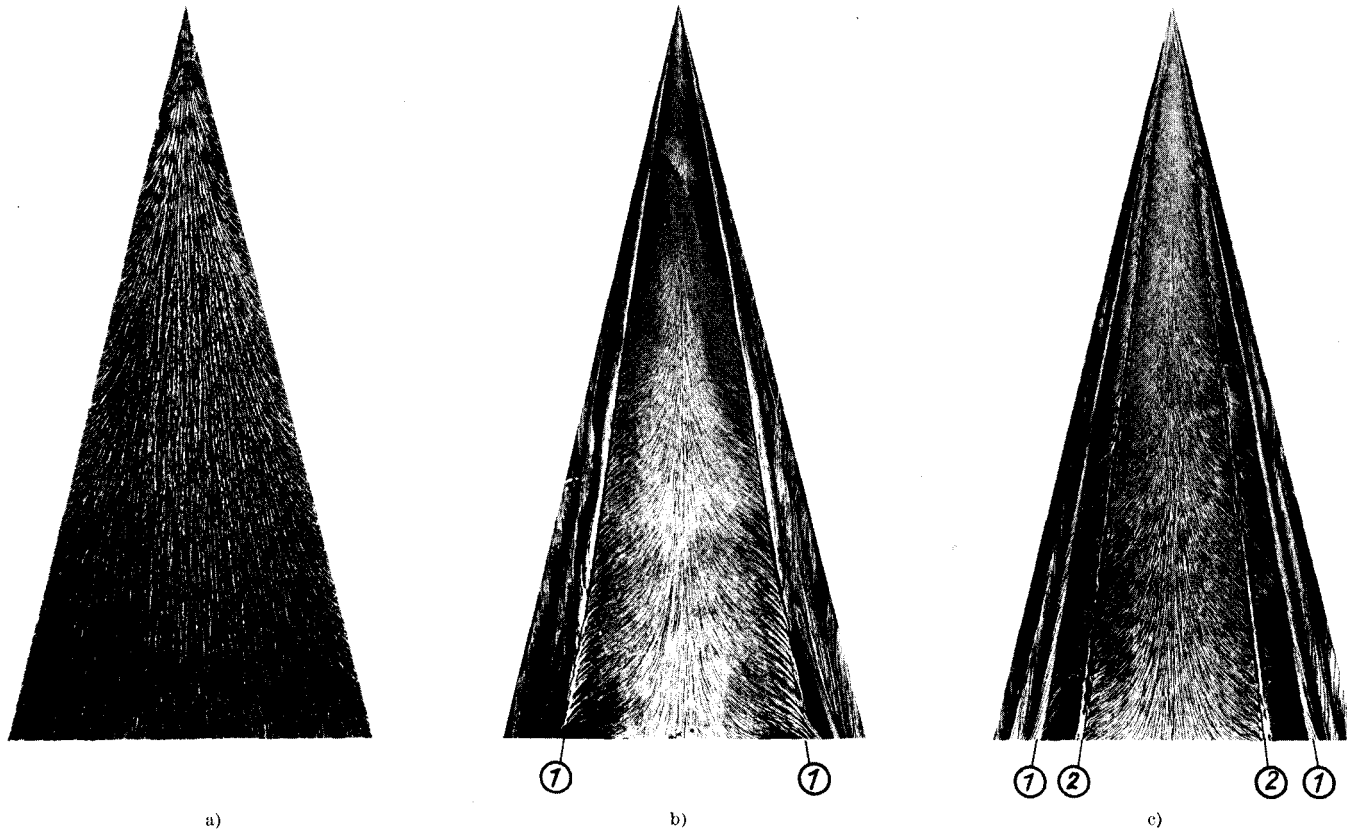


Abb. 4. Verlauf der Wandströmlinien am Deltaflügel  $\Lambda = 1$  bei  $\alpha = 20,5^\circ$  und  $Re = 9 \cdot 10^5$ .

a) Druckseite: Grenzschicht laminar    b) Saugseite: Grenzschicht laminar    c) Saugseite: Grenzschicht künstlich turbulent, Turbulenzfäden bei  $\eta = \pm 0,5$   
 (1) Sekundärablöselinie    (2) Turbulenzfaden



Voruntersuchungen ausgenutzt, um die Lage und die Dicke der Turbulenzfäden so zu bestimmen, daß von der Flügelspitze bis zur Hinterkante eine turbulente Grenzschicht erzeugt wurde. Das Ergebnis ist in Abb. 4c dargestellt. Turbulenzfäden von 1 mm Durchmesser, die nach Abb. 2 bei der halben Halbspannweite  $\eta = \pm 0,5$  angebracht waren, lieferten im äußeren Teil des Flügels,  $\eta > 0,5$ , turbulente Grenzschichten. Die Sekundärablöselinien verliefen in diesem Fall bei  $\eta = \pm 0,8$ . Die übrigen Grenzschichten auf der Saugseite im Bereich  $-0,5 \leq \eta \leq 0,5$  sowie auf der Druckseite waren laminar.

#### 4.2. Druckverteilung und Sekundärablösungen

In Abb. 5 ist die gemessene Druckverteilung für verschiedene Schnitte  $x/l_i = \text{const.}$  auf Druck- und Saugseite dargestellt. Der Druckbeiwert  $c_p$  ist

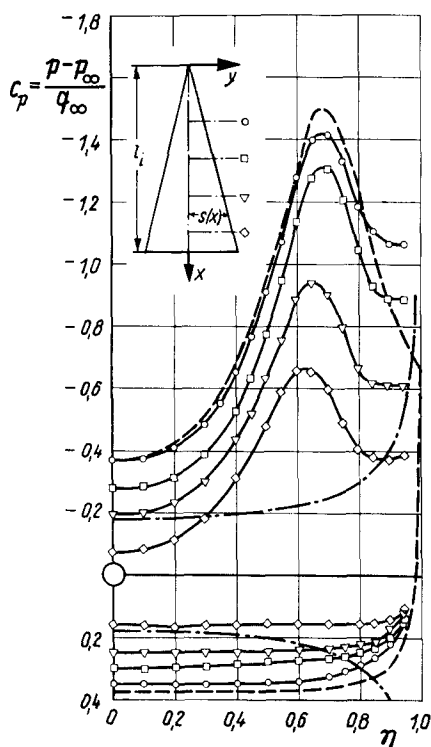


Abb. 5.

Druckverteilung am Deltaflügel  $\Lambda = 1$  bei  $\alpha = 20,5^\circ$  und turbulenter Grenzschicht.

Messung bei  $x/l_i = 0,3$  —○—  
 „ „ „ „ 0,5 —□—  
 „ „ „ „ 0,7 —▽—  
 „ „ „ „ 0,9 —◇—

Nichtlineare Theorie J. H. B. Smith [4] - - - -  
 Lineare Theorie R. T. Jones [14] ······

jeweils über der örtlichen Halbspannweite  $\eta$  aufgetragen. Auf der Druckseite liegt eine gleichmäßige Verteilung von Überdrücken vor, welche im Bereich der Vorderkanten abnehmen. Auf der Saugseite sind starke Unterdrücke vorhanden, die im Bereich des Vorderkantenwirbels ( $\eta \approx 0,7$ ) stark anwachsen. Die Strömung weicht bei diesem Anstellwinkel schon beträchtlich von einem kegeligen Verlauf ab. Zum Vergleich mit den Messungen sind

theoretische Druckverteilungen nach der nichtlinearen Theorie von *J. H. B. Smith* [4] und nach der linearen Theorie schlanker Körper von *R. T. Jones* [14] eingetragen. Beide Theorien liefern für den Deltaflügel eine kegelsymmetrische Druckverteilung, so daß für alle Schnitte jeweils *dieselbe* Kurve vorliegt. Im vorderen Schnitt bei  $x/l_i = 0,3$ , wo noch nahezu eine kegelige Strömung herrscht, ist die Übereinstimmung zwischen Messung und nichtlinearer Theorie sehr gut, während die Theorie schlanker Körper erwartungsgemäß schlecht mit den Messungen übereinstimmt.

In Abb. 6 werden die im Schnitt bei  $x/l_i = 0,3$  gemessenen Druckverteilungen bei laminarer Grenzschicht nach [12] und bei künstlich turbulenter Grenz-

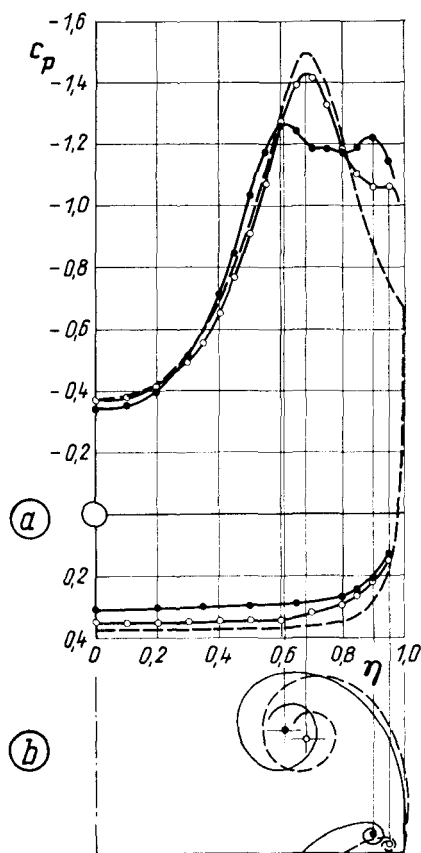


Abb. 6.

Druckverteilung und Wirbelbildung am Deltaflügel  $\lambda = 1$  bei  $\alpha \approx 20,5^\circ$  im Schnitt  $x/l_i = 0,3$  bei laminarer und turbulenter Grenzschicht.

a) Druckverteilung

- Grenzschicht laminar [12]
- Grenzschicht turbulent [12]
- Theorie J. H. B. Smith [4]
- Theorie R. T. Jones [14]

b) Wirbelbildung (schematisch)

- Grenzschicht laminar
- Grenzschicht turbulent

schicht miteinander verglichen. Dabei zeigt sich, daß bei turbulenter Grenzschicht im Bereich des Vorderkantenwirbels sehr viel größere Unterdrücke erreicht werden als bei laminarer Grenzschicht. Das Unterdruckmaximum liegt bei laminarer Grenzschicht etwa bei  $\eta = 0,61$ , während es bei turbulenter Grenzschicht bei  $\eta = 0,68$  auftritt. Daraus folgt, daß bei turbulenter Grenzschicht der Vorderkantenwirbel näher an der Vorderkante liegt. Unter der

Annahme, daß die Zirkulation in den Vorderkantenwirbeln in beiden Fällen etwa gleich ist, ergibt sich aus der jeweils erreichten Saugspitze, daß der Vorderkantenwirbel bei turbulenter Grenzschicht einen kleineren Abstand von der Flügeloberseite hat als bei laminarer Grenzschicht, vgl. Abb. 6b. Die Sekundärablösung liegt bei laminarer Grenzschicht im Bereich  $0,67 \leq \eta \leq 1,0$  und bei turbulenter Grenzschicht bei  $0,80 \leq \eta \leq 1,0$ . Dies stimmt gut mit den Anstrichbildern nach Abb. 4b,c überein. Die Druckverteilungen unterscheiden sich in diesen Bereichen sehr stark. Bei laminarer Grenzschicht bildet sich ein starker Sekundärwirbel aus, der beträchtliche zusätzliche Unterdrücke auf dem Flügel hervorruft, während bei turbulenter Grenzschicht nur ein schwacher Sekundärwirbel mit geringen zusätzlichen Unterdrücken auftritt.

Die Sekundärwirbel-Ausbildung beeinflußt demnach sehr stark den Strömungsverlauf an einem Deltaflügel. Offenbar stellt dabei die Verdrängungswirkung der Sekundärströmung auf das übrige Strömungsfeld den entscheidenden Einfluß dar. Gegenüber dem Fall der laminaren Grenzschicht ist bei turbulenter Grenzschicht der Sekundärwirbel kleiner und seine Verdrängungswirkung schwächer. Dadurch liegt der Hauptwirbel näher an der Vorderkante und dichter am Flügel. Daraus ergeben sich höhere Unterdrücke auf der Saugseite des Flügels. Die Übereinstimmung von gemessenen Druckverteilungen mit der nichtlinearen Theorie von J. H. B. Smith [4], in der eine Sekundärwirbelbildung nicht berücksichtigt ist, wird um so besser, je kleiner der Sekundärwirbel ist.

#### 4.3. Geschwindigkeitskomponenten am Rand der Grenzschicht

Die bei turbulenter Grenzschicht gemessenen Geschwindigkeitsvektoren am Außenrand der Grenzschicht ergeben ein ähnliches Bild wie bei den Messungen mit laminarer Grenzschicht nach [12]. Zum Vergleich der Messungen bei laminarer und bei turbulenter Grenzschicht sind in Abb. 7 die Komponenten  $u/U_\infty$  und in Abb. 8 die Komponenten  $v/U_\infty$  jeweils für den Schnitt  $x/l_t = 0,3$  aufgetragen. Dabei ergibt sich, daß die Unterschiede in der Druckverteilung bei laminarer und bei turbulenter Grenzschicht nach Abb. 6 auf die verschieden großen  $v$ -Komponenten auf der Saugseite zurückzuführen sind.

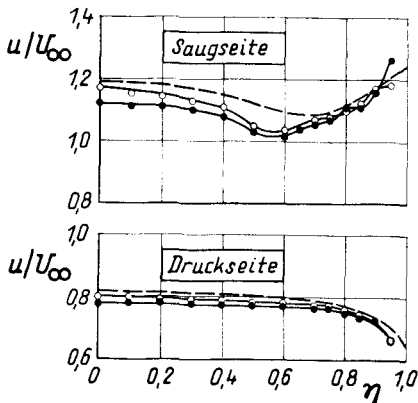


Abb. 7.

Geschwindigkeitskomponenten  $u/U_\infty$  am Rand der Grenzschicht am Deltaflügel  $A = 1$  bei  $\alpha = 20,5^\circ$  im Schnitt  $x/l_t = 0,3$

- Grenzschicht laminar [12]
- Grenzschicht turbulent
- - - - Theorie J. H. B. Smith [4]

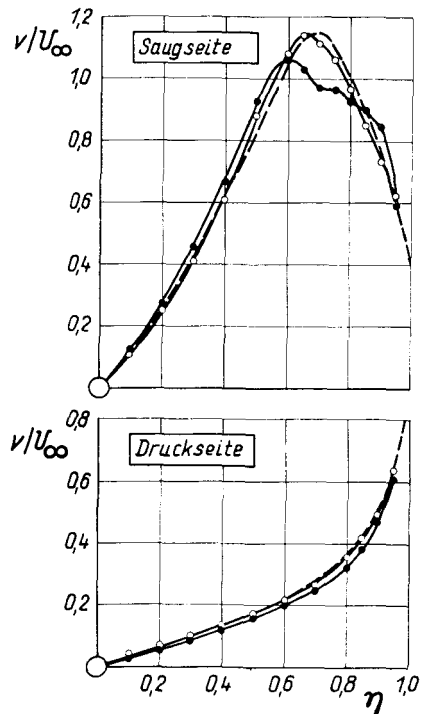


Abb. 8.

Geschwindigkeitskomponenten  $v/U_\infty$  am Rand der Grenzschicht am Deltaflügel  $A = 1$  bei  $\alpha = 20,5^\circ$ , im Schnitt  $x/l_i = 0,3$

- Grenzschicht laminar [12]
- Grenzschicht turbulent
- - - - Theorie J. H. B. Smith [4]

Dieser Sachverhalt ist eine unmittelbare Folge der im Abschnitt 4.2 beschriebenen Verschiebung der Achse des Vorderkantenwirbels relativ zum Flügel. Beim Vergleich der Messungen mit der nichtlinearen Theorie nach J. H. B. Smith [4] ergibt sich, daß die Geschwindigkeitskomponenten  $u$  und  $v$  bei turbulenter Grenzschicht besser mit der Theorie übereinstimmen als bei laminarer Grenzschicht.

#### 4.4. Wirbeldichtevektoren und Verlauf der gebundenen Wirbellinien

Aus der Differenz der  $u$ - und  $v$ -Komponenten der Geschwindigkeit zwischen Saug- und Druckseite des Flügels wurden die Komponenten des Vektors der Wirbeldichte und damit die Wirbeldichtevektoren nach Größe und Richtung bestimmt. Das Ergebnis ist in Abb. 9 dargestellt. In der rechten Hälfte der Abbildung sind die aus den Messungen ermittelten Wirbeldichtevektoren in den Flügelgrundriß eingezeichnet. Das Maximum der Wirbeldichte liegt bei  $\eta = 0,7$  im Bereich des Vorderkantenwirbels. Das Richtungsfeld der Wirbeldichtevektoren beschreibt den Verlauf der gebundenen Wirbellinien in der tragenden Fläche. Die Wirbeldichtevektoren sind stets tangential zu den Wirbellinien gerichtet. Große Wirbeldichte an einer Stelle bedeutet, daß die Wirbellinien dort kleine Abstände voneinander haben und umgekehrt. Durch Integration über das experimentell ermittelte Feld der Wirbeldichtevektoren wurden einzelne Wirbellinien bestimmt. Als Ergebnis sind im linken Teil der Abb. 9 die durch die Punkte  $x_i/l_i = 0,4, 0,6$  und  $0,9$  des Mittelschnittes ver-

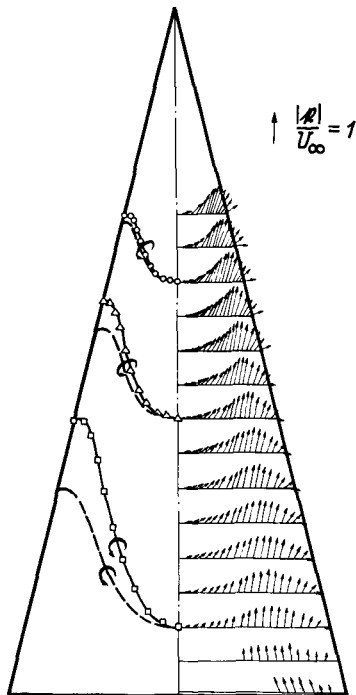


Abb. 9.

Wirbeldichtevektoren (rechte Seite) und Verlauf der gebundenen Wirbellinien (linke Seite) am Deltaflügel  $\lambda = 1$  bei  $\alpha = 20,5^\circ$  und bei turbulenter Grenzschicht. Vergleich von Theorie mit Messungen.

— — — — Theorie J. H. B. Smith [4]

laufenden Wirbellinien dargestellt. Der Vergleich mit den zugehörigen theoretischen Wirbellinien nach der nichtlinearen Theorie von J. H. B. Smith [4] zeigt im vorderen Teil des Flügels, in dem näherungsweise kegelige Strömung vorliegt, sehr gute Übereinstimmung, während mit der Annäherung an die Hinterkante des Flügels die Differenz zwischen Theorie und Messungen stark anwächst.

Die Verläufe der gebundenen Wirbellinien bei laminarer und bei turbulenter Grenzschicht sind in Abb. 10 miteinander verglichen. Dargestellt sind die Wirbellinien durch die Punkte  $x_i/l_i = 0,4, 0,6$  und  $0,9$ . Insgesamt ergibt sich, daß die Unterschiede im Verlauf der Wirbellinien bei laminarer und bei turbulenter Grenzschicht nicht sehr groß sind. Im vorderen Teil des Flügels stimmen die Wirbellinien bei turbulenter Grenzschicht etwas besser mit der nichtlinearen Theorie von J. H. B. Smith [4] überein als diejenigen bei laminarer Grenzschicht.

## 5. Strömungsverlauf in der Umgebung der Hinterkante

### 5.1. Wirbellinien an der Hinterkante

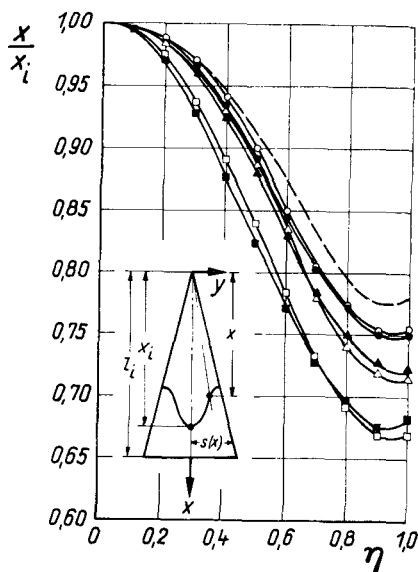
Die Ergebnisse für die Wirbeldichtevektoren bei laminarer Grenzschicht nach [12] und bei turbulenter Grenzschicht nach Abb. 9 stimmen dahingehend überein, daß die gemessenen Wirbeldichtevektoren  $\mathbf{f}$  längs der ganzen

Abb. 10.  
Verlauf der gebundenen Wirbellinien am Delta-  
flügel  $\Delta = 1$  bei  $\alpha = 20,5^\circ$ .

Messung

$x_i/l_i$	Grenzschicht	
	laminar	turbulent
0,4	—●—	—○—
0,6	—▲—	—△—
0,9	—■—	—□—

Theorie J. H. B. Smith [4] — — — —



Hinterkante negative  $x$ -Komponenten besitzen. Im einzelnen ist an der Hinterkante nahe der Flügelmitte

$$k_x < 0 \text{ und } k_y > 0$$

und damit nach Gl. (3)

$$v_o > v_u \text{ und } u_o > u_u,$$

nahe der Außenkante

$$k_x < 0 \text{ und } k_y < 0,$$

und somit

$$v_o > v_u \text{ und } u_o < u_u.$$

Abb. 11 zeigt Aufnahmen von der Umströmung eines Deltaflügels mit dem Seitenverhältnis  $\Delta = 1,0$  beim Anstellwinkel  $\alpha = 15^\circ$  im Wasserkanal. In Abb. 11 a ist die Strömung auf der Unterseite und in Abb. 11 b auf der Oberseite des Flügels in der Nähe der Hinterkante eingefärbt. Da die Geschwindigkeitsbeträge auf Ober- und Unterseite an der Hinterkante gleich sind,  $|w_o| = |w_u|$ , folgt aus den unterschiedlichen Neigungswinkeln der Stromlinien gegen die Hinterkante, daß dort  $v_o > v_u$  ist. Das bedeutet, daß von der Hinterkante freie Wirbel nach hinten abgehen müssen, deren Drehsinn dem des Hauptwirbels auf der betreffenden Flügelhälfte entgegengesetzt sein muß.

## 5.2. Wirbelbildung stromabwärts von der Hinterkante

Die Grundzüge der Wirbelbildung hinter dem Flügel sind ebenfalls aus Abb. 11 zu ersehen. Der über dem Flügel verlaufende Vorderkantenwirbel ist durch eine spiralförmige Stromlinie über und hinter dem Flügel gekennzeichnet. Ein Teil der auf der Flügelunterseite austretenden Farbe gelangt nach Abb. 11 a in die von der Vorderkante des Flügels abgehende Wirbelschicht. Diese wird dadurch in einem Streifen sichtbar gemacht. Man erkennt ein breites Farb-

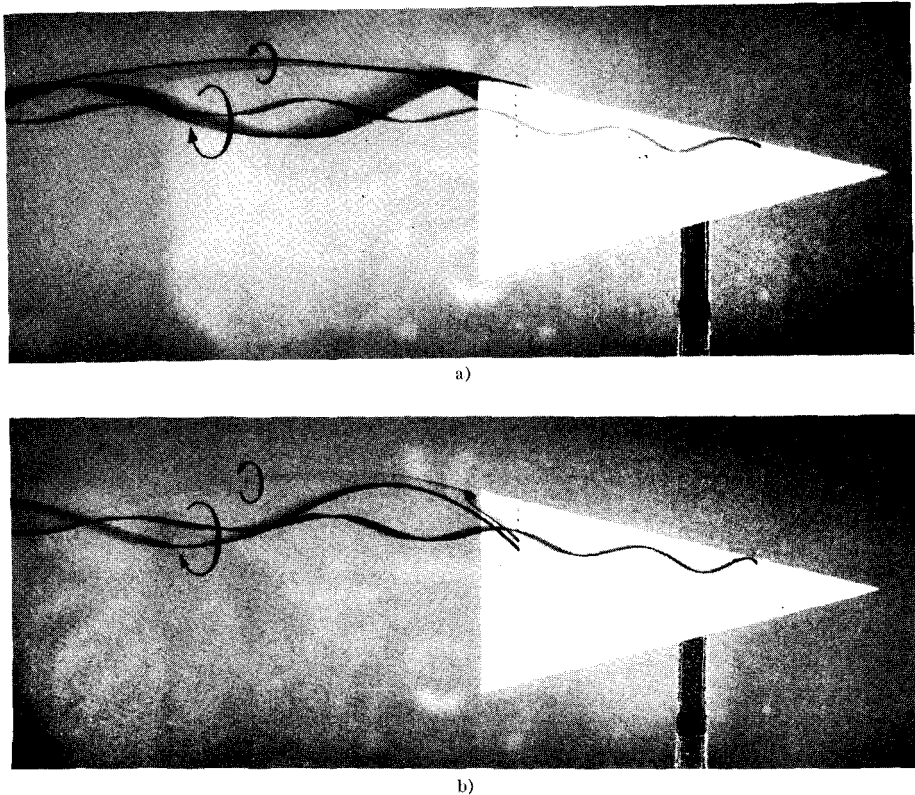


Abb. 11. Strömungsverlauf an der Hinterkante eines Deltaflügels mit dem Seitenverhältnis  $\lambda = 1,0$  beim Anstellwinkel  $\alpha = 15^\circ$ .  
 a) Farbaustritt auf der Unterseite      b) Farbaustritt auf der Oberseite

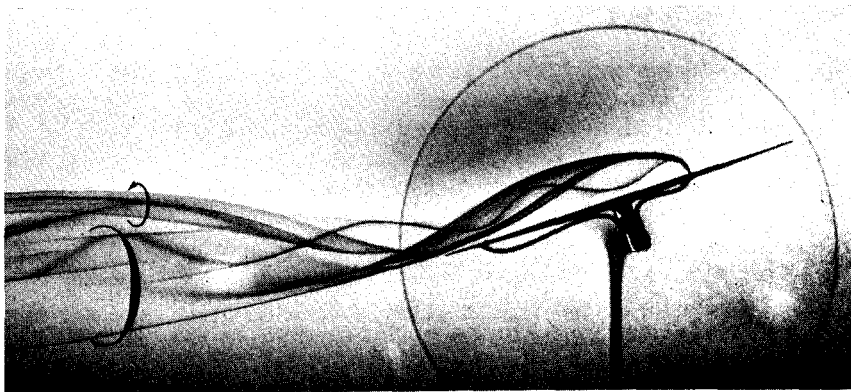
band, welches sich spiralgig in den Hauptwirbel hineinwickelt. Der andere Teil der auf der Flügelunterseite austretenden Farbe gelangt zur Hinterkante und verläßt in der von der Hinterkante ausgehenden Wirbelschicht den Flügel. Diese Wirbelschicht rollt sich stromabwärts von der Hinterkante zu einem Wirbel auf, der ungefähr in Verlängerung der Vorderkante nach hinten abgeht und dessen Drehsinn dem des Hauptwirbels entgegengesetzt ist.

Im Gegensatz zu dem Vorderkantenwirbel (Hauptwirbel, Primärwirbel) über dem Flügel und dem aus Grenzschichtablösungen resultierenden Sekundärwirbel auf dem Flügel soll dieser zusätzliche Wirbel im folgenden als Hinterkantenwirbel bezeichnet werden.

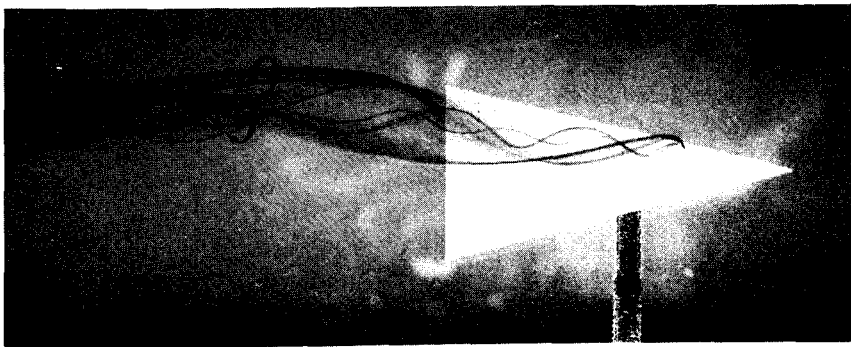
Bei der Sichtbarmachung der Strömung auf der Flügeloberseite nach Abb. 11 b ist der Impuls der aus dem Flügel austretenden Farbe an der ersten Bohrung (von der Flügelmitte her gerechnet) so groß, daß dadurch eine etwas vom Flügel entfernte Stromlinie eingefärbt wurde. Deshalb führt dieser Farbfaden spiralgig in den Vorderkantenwirbel. Die aus der zweiten Bohrung mit schwächerem Impuls austretende Farbe gelangt dagegen in die Wirbelschicht der Hinterkante und damit in den Hinterkantenwirbel.

Der weitere Verlauf des Hinterkantenwirbels stromabwärts vom Flügel wird wesentlich durch den Hauptwirbel bestimmt. Abb. 12 zeigt in Grund- und Aufriß die Umströmung des Deltaflügels mit dem Seitenverhältnis  $\Lambda = 1,0$  beim Anstellwinkel  $\alpha = 15^\circ$ . Die Wirbelbildung wird hier durch einen einzigen Farbfaden sichtbar gemacht, der mit großem Impuls aus der Flügeloberfläche austritt. Dadurch wird einerseits der Hauptwirbel als spiralförmige Linie mit kleiner Amplitude sichtbar gemacht. Andererseits gelangt aber auch Farbe in unmittelbare Nähe der Hinterkante, so daß auch die von der Hinterkante ausgehende Wirbelschicht mit dem Hinterkantenwirbel eingefärbt wird.

Der Hinterkantenwirbel verläßt den Flügel etwa in Verlängerung der Vorderkante. Weiter stromabwärts biegt er im Grundriß in Anströmungsrichtung um, während im Aufriß eine starke Verschiebung nach oben erkennbar wird. Der Hinterkantenwirbel verläuft offenbar unter dem Einfluß der vom Hauptwirbel induzierten Geschwindigkeiten wie eine Stromlinie des Hauptwirbels spiralförmig um die Achse des Hauptwirbels. Abb. 12 zeigt eine halbe Umdrehung



a)



b)

Abb. 12. Wirbelbildung hinter einem Deltaflügel mit dem Seitenverhältnis  $\Lambda = 1,0$  beim Anstellwinkel  $\alpha = 15^\circ$ .

a) Aufriß

b) Grundriß



des Hinterkantenwirbels um den Hauptwirbel; am linken Bildrand liegt der Hinterkantenwirbel über dem Hauptwirbel. Eine schematische Darstellung dieser Verhältnisse gibt Abb. 13.

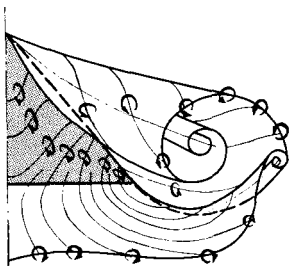


Abb. 13.

Wirbelbildung hinter einem angestellten Deltaflügel (schematisch)

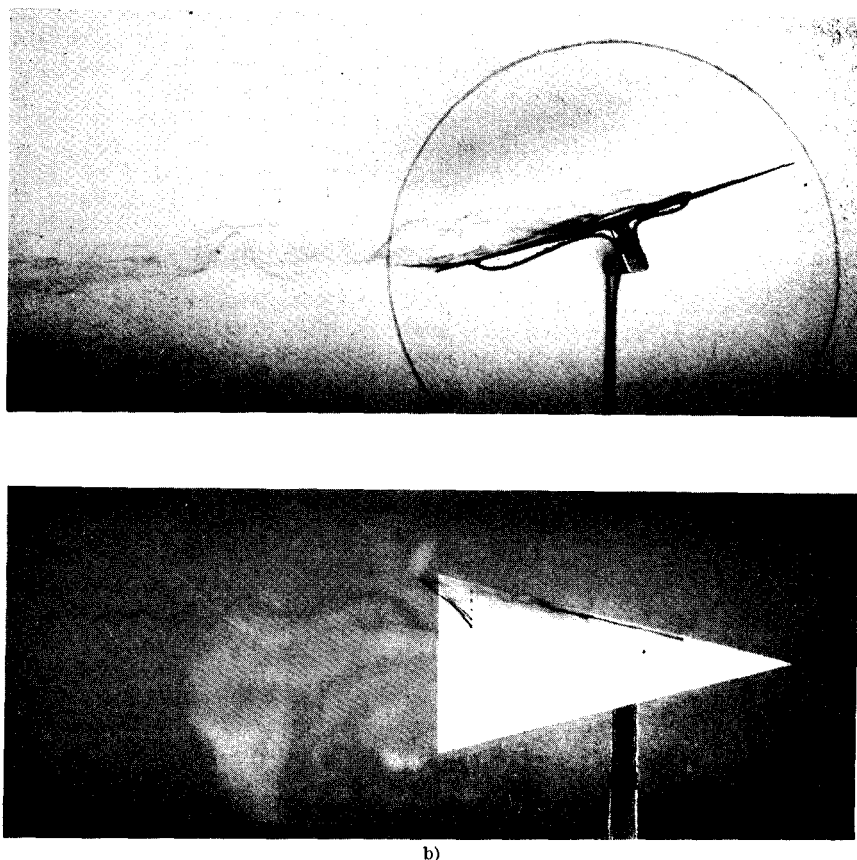
### 5.3. Sekundärwirbel und Hinterkantenwirbel

Es liegt die Vermutung nahe, daß der Hinterkantenwirbel mit dem aus den Grenzschichtablösungen auf der Saugseite des Flügels resultierenden Sekundärwirbel (vgl. Abschnitt 4.2) zusammenhängt oder sogar die Fortsetzung dieses Sekundärwirbels stromabwärts von der Hinterkante darstellt. Beide Wirbel besitzen den gleichen Drehsinn. Um diese Zusammenhänge zu untersuchen, wurde die Strömung im Sekundärwirbel sichtbar gemacht. Das Ergebnis ist in Abb. 14 dargestellt. Durch eine nahe der Vorderkante gelegene Öffnung in der Flügeloberfläche wurde ein Farbfaden mit schwachem Impuls direkt in den Sekundärwirbel geleitet. Im vorderen Teil des Flügels ist die Sekundärablösung wohlgeordnet. Bei  $x/l_i \approx 0,5$  treten jedoch Erscheinungen auf, die an das Aufplatzen der Vorderkantenwirbel [13] erinnern: Der Sekundärwirbel weitet sich auf (ein Teil der Farbe gelangt in die Wirbelschicht des Hauptwirbels), im Innern des Sekundärwirbels liegt offenbar Rückströmung vor, da die auf der Saugseite des Flügels nahe der Hinterkante austretende Farbe im Sekundärwirbel von der Hinterkante zur Flügelspitze hin strömt.

Der Sekundärwirbel hat nach Abb. 14 keine Verbindung zum Hinterkantenwirbel. Beide sind offensichtlich von ganz unterschiedlicher Natur: Der Sekundärwirbel stellt eine Ablösungserscheinung der Grenzschicht dar, während der Hinterkantenwirbel hauptsächlich ein potentialtheoretischer Effekt ist, der durch den Verlauf der gebundenen Wirbellinien in der tragenden Fläche in der Umgebung der Hinterkante zustande kommt.

## 6. Zusammenfassung

An einem scharfkantigen schlanken Deltaflügel mit dem Seitenverhältnis  $\Lambda = 1,0$  wurden beim Anstellwinkel  $\alpha = 20,5^\circ$  ( $c_A = 0,72$ ) Grenzschichtmessungen durchgeführt. Dabei wurden auf der Saugseite des Flügels künstlich turbulente Grenzschichten erzeugt. Aus den Geschwindigkeiten am Rand der Grenzschicht auf Ober- und Unterseite wurde der Verlauf der gebundenen



b)

Abb. 14. Sekundärwirbelbildung am Deltaflügel mit dem Seitenverhältnis  $\lambda = 1,0$  beim Anstellwinkel  $\alpha = 15^\circ$ .

a) Aufriß    b) Grundriß

Wirbellinien in der tragenden Fläche ermittelt. Der Vergleich mit den früheren Ergebnissen von Messungen mit laminaren Grenzschichten [12] zeigt, daß je nach dem Strömungszustand beträchtliche Unterschiede in den  $v$ -Komponenten und in der Druckverteilung auf der Saugseite im Bereich des Druckminimums vorliegen, während der Verlauf der Wirbellinien vom Zustand der saugseitigen Grenzschicht nur wenig abhängt.

Untersuchungen über den Verlauf der Strömung stromabwärts von der Hinterkante ergaben, daß sich die von der Hinterkante ausgehende Wirbelschicht zu einem Wirbel aufrollt, dessen Drehsinn dem des Vorderkantenwirbels auf der betreffenden Flügelseite entgegengesetzt ist. Dieser sogenannte Hinterkantenwirbel entsteht in Spannweitenrichtung am Flügelende. Seine Achse verläuft stromabwärts als spiralförmige Linie um die Achse des Vorderkantenwirbels. Der Hinterkantenwirbel stellt keine Fortsetzung des Sekundärwirbels dar.

## 7. Literatur

- [1] *H. Schlichting, E. Truckenbrodt*: Aerodynamik des Flugzeuges. Band 1 und 2, 2. Auflage 1967 und 1969. Springer-Verlag Berlin/Heidelberg/New York.
- [2] *C. E. Brown, W. H. Michael*: Effects of leading-edge separation on the lift of a delta wing. *J. Aer. Sci.* **21** (1954), 690—694; vgl. auch NACA TN 3430 (1955).
- [3] *K. W. Mangler, J. H. B. Smith*: A theory of the flow past a slender delta wing with leading-edge separation. *Proc. Roy. Soc. A* **251** (1959), 200—217; vgl. auch RAE TN 2593 (1957).
- [4] *J. H. B. Smith*: Improved calculations of leading-edge separation from slender delta wings. RAE TR 66 070 (1966).
- [5] *D. Küchemann*: A nonlinear lifting surface theory for wings of small aspect ratio with leading-edge separation. RAE Report Aero 2540 (1955).
- [6] *K. Gersten*: Nichtlineare Tragflächentheorie, insbesondere für Tragflügel mit kleinem Seitenverhältnis. (Habilitationsschrift T. U. Braunschweig 1960). *Ing. Archiv* **30** (1961), 431—452.
- [7] *R. K. Nangia, G. N. Hancock*: A theoretical investigation for delta wings with leading edge separation at low speeds. Bericht des Queen Mary College, University of London, ARC 30 608 (F. M. 3994, S. C. 4229, L. D. 30), 1968.
- [8] *D. J. Marsden, R. W. Simpson, W. J. Rainbird*: The flow over delta wings at low speeds with leading-edge separation. College of Aeronautics, Cranfield, Rep. 114 (1958).
- [9] *D. H. Peckham*: Low-speed wind-tunnel tests on a series of uncambered slender pointed wings with sharp edges. ARC Rep. Mem. 3186 (1961).
- [10] *D. Hummel*: Experimentelle Untersuchung der Strömung auf der Saugseite eines schlanken Deltaflügels. *ZFW* **13** (1965), 247—252.
- [11] *B. J. Elle, J. P. Jones*: A note on the vorticity distribution on the surface of slender delta wings with leading-edge separation. *J. Roy. Aeron. Soc.* **65** (1961), 195—198.
- [12] *D. Hummel*: Zur Umströmung scharfkantiger schlanker Deltaflügel bei großen Anstellwinkeln. *ZFW* **15** (1967), 376—385.
- [13] *D. Hummel*: Untersuchungen über das Aufplatzen der Wirbel an schlanken Deltaflügeln. *ZFW* **13** (1965), 158—168.
- [14] *R. T. Jones*: Properties of low-aspect-ratio pointed wings at speeds below and above the speed of sound. NACA Rep. 835 (1946).
- [15] *D. Hummel, G. Redeker*: Über den Einfluß des Aufplatzens der Wirbel auf die aerodynamischen Beiwerte von Deltaflügeln mit kleinem Seitenverhältnis beim Schiebeflug. *Jahrbuch 1967 der WGLR* (1968), S. 232—240.